



Transports
Canada

Transport
Canada

AMA: 549.201

Date: 5 novembre 1990

CIRCULAIRE CONSULTATIVE AU MANUEL DE NAVIGABILITÉ (AMA)



Objet: Évaluation des hélicoptères de construction amateur

1. OBJET. La présente circulaire donne des critères (mais non exclusifs) sur l'évaluation des types d'hélicoptères à immatriculer comme aéro-nefs de construction amateur.
2. NORMES DE NAVIGABILITÉ DE RÉFÉRENCE. Chapitre 549, Aéronefs de construction amateur, sous-chapitres A et C.
3. EXPOSÉ ET ANALYSE. L'objet principal de l'évaluation est d'assurer la sécurité en vol. Dans ce but, des preuves écrites devraient être présentées au MDT sur les points ci-après, à titre de condition préalable à l'évaluation :
 - (a) intégrité de la structure de l'aéronef;
 - (b) limitations de réglage;
 - (c) limitations de vol;
 - (d) limitations de masse et de centrage; et
 - (e) spécifications d'entretien.

Ces renseignements devraient être présentés sous forme de manuels par le concepteur ou les fabricants d'éléments préfabriqués (kits) afin de bien informer le constructeur des limitations du type d'aéronef considéré. Le MDT évaluera ces renseignements à partir des éléments indicatifs des documents cités au paragraphe II, en vue d'autoriser le véhicule à effectuer des essais en vol. Le programme d'essai en vol englobera les performances et les caractéristiques de maniabilité de la conception, afin de garantir que l'aéronef est sûr et manoeuvrable dans tous les régimes de vol, y compris après défaillance de groupe motopropulseur, sans exiger une compétence exceptionnelle du pilote.

4. ENVELOPPE DE VOL.

- (a) Le concepteur devrait prévoir une enveloppe de vol couvrant les conditions limites de calcul de la vitesse aérodynamique et de la vitesse de rotation du rotor pour lesquelles le giravion sera autorisé à voler à la masse maximale de calcul, y compris les conditions d'urgence après défaillance de moteur.
- (b) Une gamme de vitesses normales de fonctionnement du rotor devrait être fixée afin de tenir compte des variations qui se produisent dans toutes les manoeuvres de vol normal au moteur et sans moteur. La vitesse à ne pas dépasser du rotor devrait être au moins de trois pour cent supérieur à la valeur maximale transitoire susceptible de se produire dans toute manoeuvre normale. De plus, une limite de surcouple maximal de la transmission du rotor devrait aussi être fixée.
- (c) Les limites fixées pour le pas du rotor devraient être telles qu'à la limite supérieure, il soit improbable d'atteindre des vitesses de rotor principal dangereusement basses. À la limite supérieure de pas, la vitesse du rotor devrait être suffisante dans tous les cas d'autorotation et pour les combinaisons les plus défavorables de masse et de vitesse aérodynamique, sans qu'une habileté exceptionnelle du pilote soit nécessaire pour éviter une survitesse du rotor.
- (d) Au cours des essais en vol, la technique de pilotage devrait être facilement reproductible et aussi proche que possible des méthodes d'utilisation standard.

5. MASSE ET CENTRAGE DES GIRAVIONS. Le concepteur doit prescrire les limites longitudinales et latérales de centrage. L'écart entre ces limites ne devrait pas être faible au point d'en rendre l'application irréalisable et les quantités de lest éventuellement nécessaires devraient être indiquées clairement et affichées à bord de l'aéronef.

6. SPÉCIFICATIONS DE STRUCTURE.

- (a) Charge de manoeuvre. Le giravion devrait résister aux charges maximales qui résultent de la manoeuvre des commandes la plus brutale prévue dans l'utilisation en vol, y compris les cas d'urgence après défaillance de moteur. Les combinaisons les plus défavorables de vitesse de vol, de vitesse de rotation du rotor et de manoeuvre des commandes devraient être prévues. Pour les calculs, on admet les valeurs suivantes des facteurs de charge limites :
 - (1) facteur limite positif : 3, 5, et
 - (2) facteur limite négatif : -1, 0.

- (b) Coefficient de sécurité. Le coefficient de sécurité ultime de la structure doit être de 1,5 sous les charges subies au cours d'un vol équilibré en tout point de l'enveloppe ou à l'intérieur de cette enveloppe.
- (c) Fatigue de la structure. À cause des fluctuations des charges et des contraintes de vibration inhérentes aux giravions, la résistance à la fatigue de la structure doit être prise en ligne de compte. La résistance et la fabrication du giravion devraient garantir que le risque de défaillance dangereuse de la structure primaire à la fatigue, sous l'action des charges répétées d'amplitude variables prévues en service, reste très faible pendant toute la vie utile du giravion. Une liste des parties de la structure primaire susceptibles d'être critiques du point de vue de la fatigue devrait être fournie au MDT, en même temps que des justifications satisfaisantes sur l'endurance démontrée de sécurité à la fatigue, à moins qu'il soit démontré que ces parties de la structure sont à sécurité intégrée. De plus, les contraintes de vibration devraient rester faibles grâce à une étude soignée des détails, aux calculs de conception, aux matériaux spécifiés, à l'absence de concentrations d'efforts et à des tolérances appropriées. Il devrait être facile d'inspecter les parties critiques et le concepteur devrait, dans le manuel de vol et dans le manuel d'entretien, indiquer au constructeur les procédures d'inspection avant et après le vol. Des limitations d'utilisation peuvent être fixées jusqu'à ce que l'on ait acquis une expérience suffisante du giravion pour s'assurer que celui-ci aura des caractéristiques de sécurité en service.

7. DISPOSITIFS MÉCANIQUES

- (a) Garde des pales de rotor. Il doit y avoir entre les pales de rotor et les autres parties de la structure une garde suffisante pour éviter, dans tous les cas d'utilisation, que les pales heurtent une partie quelconque de la structure.
- (b) Système d'entraînement du rotor. Dans le système d'entraînement du rotor, un organe de roue libre devrait désaccoupler automatiquement le groupe motopropulseur des rotors principaux et auxiliaires en cas de panne de moteur. La disposition de chaque système d'entraînement de rotor devrait être telle que tous les rotors nécessaires aux manoeuvres en autorotation continuent d'être entraînés par le système d'arbre du rotor principal après désaccouplement du moteur. La lubrification de tous les joints universels, joints à glissement et autres joints de la ligne d'arbre, lorsqu'une telle lubrification est nécessaire au bon fonctionnement, doit être assurée même en cas de défaillance du groupe motopropulseur.
- (c) Embrayage. Un embrayage devrait être inséré entre l'organe de roue libre et l'arbre de transmission du moteur, si cela est nécessaire pour éviter de soumettre le système d'entraînement du rotor à des efforts dangereusement élevés pendant la mise en marche du moteur.

- (d) Circuits de carburant et d'huile. Les circuits de carburant et d'huile devraient être conçus et fabriqués conformément aux pratiques jugées satisfaisantes en aviation.

8. DISPOSITION ET ÉQUIPEMENTS DU POSTE DE PILOTAGE.

- (a) Champ de vision. Le champ de vision devrait être assez grand, bien dégagé et exempt de distorsion pour assurer la sécurité d'utilisation du giravion à tous les régimes de vol.
- (b) Commandes du poste de pilotage. Toutes les commandes essentielles du poste de pilotage devraient être faciles à atteindre et à manoeuvrer à tous les régimes de vol. Il ne devrait exister qu'un couplage minime entre les commandes de tangage et les commandes dans les autres plans. Il ne devrait pas y avoir surcompensation des commandes.

9. QUALITÉS DE MANIABILITÉ.

- (a) Stabilité en virage. Le giravion ne devrait pas présenter de tendance grave à survirer au cours d'un virage normal, à facteur de charge pouvant atteindre 1,5, quel que soit le régime moteur.
- (b) Stabilité, toutes commandes libérées. En vol calme, le giravion ne devrait pas avoir un comportement dangereux dans le vol en palier rectiligne stabilisé et compensé, aux vitesses comprises entre la vitesse optimale de montée et la vitesse limite d'utilisation normale, lorsque le pilote libère toutes les commandes pendant une durée indéterminée, mais pas nécessairement supérieur à cinq secondes.
- (c) Caractéristiques de tangage, de roulis et de lacet. Le giravion ne doit pas présenter d'oscillations de courte période et les pales de rotor ne doivent pas avoir d'oscillations dangereuses à courte période, si ces oscillations ne sont pas fortement amorties dans toutes les conditions de vol admissibles, aussi bien avec les commandes en position fixe qu'avec les commandes libérées.

10. PRÉVENTION DU FLOTTEMENT ET RIGIDITÉ.

- (a) Flottement. Il devrait être démontré que toutes les pales de rotor ne présentent aucune caractéristique dangereuse, notamment de flottement et de résonance :
 - (1) par des essais en vol à des vitesses du giravion pouvant atteindre 1,10 fois la vitesse à ne pas dépasser, V_{NE} , et
 - (2) par des essais au sol pour des vitesses de rotation du rotor pouvant atteindre 1,05 fois le régime à ne pas dépasser (compte tenu de

toutes conditions de fonctionnement du moteur susceptibles d'être critiques en vol au moteur).

- (b) Fréquences de résonance. Il devrait être démontré que la fréquence naturelle de toute partie du giravion susceptible d'être excitée par une vibration du rotor diffère de la fréquence fondamentale du rotor et des ses harmoniques supérieurs. Cette vérification devrait porter en particulier sur le montage du rotor.

11. BIBLIOGRAPHIE.

- (a) Chapitre 527 : Manuel de navigabilité. Normes de conception : Giravions de catégorie normale.
- (b) BCAR, section G : British Civil Airworthiness Requirements : Rotorcraft.
- (c) MIL-H-8501A : U.S. Military Specification -Helicopter Flying and Ground Handling Qualities; General Requirements for (Spécifications militaires des États-Unis -Qualités de vol et de maniabilité au sol des hélicoptères). (Spécifications générales).

Chef, Normes de navigabilité

M. Khouzam